第 39 卷　第 5 期
2022 年 10 月
应　用　力　学　学　报
Chinese Journal of Applied Mechanics
Vol. 39 No. 5
Oct. 2022

文章编号:1000-4939(2022)05-0816-10

直升机旋翼鸟撞研究现状与展望

刘牧东[1],熊欣[1],崔韦[2]

(1.中国直升机设计研究所强度设计部,333001 景德镇;2.中国直升机设计研究所科技发展部,333001 景德镇)

摘　要:直升机通过旋翼产生升力并实现飞行操纵,旋翼部件一旦发生失效,将会产生灾难性的后果,而鸟撞是直升机低空飞行特点下的典型事故。因此,有必要关注直升机旋翼的鸟撞动力学过程及其损伤失效行为。本研究结合适航规章和国家军用标准要求分析了直升机旋翼鸟撞的特点及研究意义,综述了近年来直升机旋翼鸟撞的试验研究,分析旋翼鸟撞的模型表征方法,总结旋翼鸟撞的数值模拟技术,并介绍了旋翼抗鸟撞优化及鸟撞预防策略,最后对直升机旋翼鸟撞研究的未来发展进行了展望,为直升机旋翼工程设计提供技术支持。

关键词:直升机;旋翼;鸟撞;试验;模型表征;数值模拟

中图分类号:V215.9　　**文献标志码:**A　　**DOI:**10.11776/j.issn.1000-4939.2022.05.002

Research status and advances in bird strike of helicopter rotor

LIU Mudong[1], XIONG Xin[1], CUI Wei[2]

(1. Strength Design Department, China Helicopter Research and Development Institute, 333001 Jingdezhen, China;
2. Technology Development Department, China Helicopter Research and Development Institute, 333001 Jingdezhen, China)

Abstract: Rotor, a key component of the helicopter, provides lift and flight control, and failure occurrence of which could lead to disastrous accidents. As bird strike is the typical accident for helicopters resulting from its low altitude flight, it is necessary to investigate the dynamic process of bird strike and its damage failure behavior. Based on the requirements of airworthiness regulations and national military standards for helicopters, this paper first analyzes the characteristics of bird strike on helicopter rotor and the significance of relevant research. Subsequently, the investigations on experiments, model characterization methods and numerical simulation technologies of bird strike on helicopter rotor are reviewed and summarized. The bird strike resistance optimization methods and prevention strategies of helicopter rotor are also introduced. Finally, the future developments of research onbird strike of helicopter rotor are predicted. This review would provide technical supports for engineering design of helicopter rotor.

Key words: helicopter; rotor; bird strike; experiment; model characterization; numerical simulation

---

收稿日期:2022-04-23　　**修回日期:**2022-05-25
基金项目:工信部预研课题资助项目(No. MJ-2017-F-21)
通信作者:刘牧东。E-mail:liumudong@buaa.edu.cn
引用格式:刘牧东,熊欣,崔韦. 直升机旋翼鸟撞研究现状与展望[J]. 应用力学学报,2022,39(5):816-825.
LIU Mudong, XIONG Xin, CUI Wei. Research status and advances in bird strike of helicopter rotor[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2022, 39(5):816-825.

鸟撞指飞行器与鸟类相撞造成的飞行事故，往往会导致部件损伤，造成灾难性后果，并引起重大经济损失。已知最早造成严重后果的鸟撞事故发生于1912 年，一只鸥鸟卡入一架飞机的操纵器后，飞机坠入海中，导致飞行员遇难[1]。鸟撞直升机的事故也时有发生，在近年来发生的直升机鸟撞中，据统计引起安全事故的超过 50%，引起严重事故的超过18%，并且随着直升机飞行速度的提高，直升机鸟撞的危害也逐步增大[2]。目前，鸟撞已被国际航空联合会定位为 A 类空难[1]，鸟撞也成为直升机设计中必须考虑的重要内容。

针对直升机鸟撞，美国联邦航空局和中国民用航空局均已发布了相关规定。适航规章 FAR 29.631 条及 CCAR 29.631 中要求："旋翼航空器必须设计成，在直到 2 440 m(8 000 ft)，速度等于 V_{NE} 或 V_H(取较小者)时，受到 1.0 kg(2.2 lb)的鸟撞后能继续安全飞行和着陆。必须用试验或在对有充分代表性的相似设计结构上进行的试验的基础上的分析来表明符合性。"咨询通告 FAR-AC 29.631 中进一步指出了直升机鸟撞中值得特别关注的部件，即主旋翼和尾桨以及暴露在外的飞行控制系统。此外，军用直升机强度规范 GJB 720.1A 中也规定直升机应具有一定的抗鸟撞能力，并说明了可开展尾桨毂小拉杆等典型旋翼部件的鸟撞试验以评估和验证旋翼鸟撞损伤情况。可见，包括主旋翼和尾桨在内的直升机旋翼抗鸟撞设计，是国内外适航规章和国家军用标准的重要内容。

旋翼作为直升机最关键、最重要的部件，是全机唯一产生升力并实现飞行操纵的系统，是直升机设计水平的集中体现。直升机旋翼系统主要由桨毂、桨叶和自动倾斜器等部件组成(如图 1 所示)，经历了金属铰接式桨毂和钢木混合桨叶，到星型柔性桨毂和金属桨叶，逐步发展到目前常用的球柔性桨毂组合复合材料桨叶的结构形式，旋翼技术的进步是直升机更新换代的重要标志[3-5]。与固定翼飞机或直升机机体部件不同，旋翼部件基本为单路传力结构，系统冗余低，一旦发生失效，将会引起直升机强烈振动乃至操纵功能丧失，产生灾难性的后果。

鸟撞通常发生在 600 m 以下空域，而低空飞行是直升机的显著使用特点，因此直升机发生鸟撞的概率很大[6-7]。与固定翼飞机相比，虽然直升机飞行速度较低，但直升机具有独特的高速转动的旋翼系统，直升机主旋翼的转速通常为 200 ~ 400 rad/min，而尾桨转速更高[7]。因此，当直升机旋翼部件(如桨叶、主桨变距拉杆和尾桨毂小拉杆等)发生鸟撞时，撞击的相对速度大，极可能导致结构失效，直接威胁直升机飞行安全。

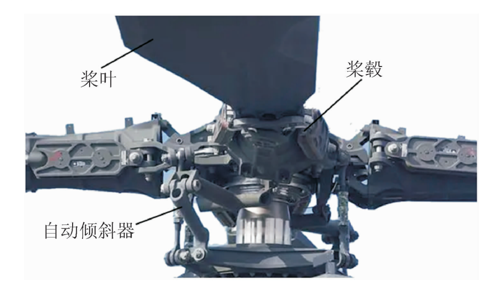


图 1　直升机旋翼系统组成

Fig. 1　System composition of helicopter rotor

目前，旋翼桨毂通常由高强金属材料制成，结构尺寸大、加工工艺复杂，制造缺陷难以避免；而桨叶通常由玻璃布、碳布及填充材料等组合成型，制造难度大，在尺寸变化剧烈的区域容易出现材料和工艺缺陷[3]。当旋翼部件遭受鸟撞时，结构表面及内部缺陷处会出现损伤，缺陷容限性能下降，影响部件的检修维护；同时，鸟撞可能引起旋翼转动的不平衡，对旋翼振动和载荷水平以及部件使用寿命造成不利影响。

本研究针对直升机旋翼鸟撞问题，综述了试验测试、模型表征和数值模拟等方面的相关研究，总结了目前抗鸟撞优化及鸟撞预防策略，最后对直升机旋翼鸟撞研究的后续发展进行展望。

1　直升机旋翼鸟撞试验研究

1.1　直升机旋翼鸟撞试验方法

直升机旋翼结构为旋转部件，不同于非旋转部件和固定翼飞机结构，旋翼结构承受的载荷更为严酷复杂，鸟撞试验中需要模拟旋转状态下结构的承载形式进行测试。对于旋翼结构，目前常在试验件预先加载集中载荷，采用集中载荷作用下的静态鸟撞替代旋转状态鸟撞的方法开展鸟撞测试。在旋翼桨叶鸟撞试验设计中，考虑鸟撞载荷远大于气动载荷而忽略了桨叶的气动力；选取典型飞行工况下桨叶的离心力，以模拟旋转状态下桨叶刚度的提高[2]，图 2 示出了桨叶鸟撞试验的加载情况。对于主桨变距拉杆，旋转状态下承受旋翼操纵载荷[7]，选取飞行谱中最危险工况进行加载(如图 3 所示)，并开展鸟撞试验测试。

为实现图 2 和图 3 中直升机旋翼结构的鸟撞试验加载,需结合部件尺寸设计专用的夹持装置,除此之外,旋翼结构的鸟撞试验装置与非旋转部件和固定翼飞机结构基本相同。图 4 和图 5 示出了直升机旋翼桨叶与驾驶舱的鸟撞试验装置,除图 4 的桨叶鸟撞测试中设计了加载夹持装置外,两者的鸟撞试验装置均包含空气释放器、炮管、高速摄像机、测速装置、试验件以及应变以及位移测量装置[2,8]。

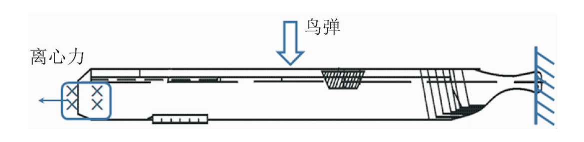


图 2 直升机旋翼桨叶鸟撞试验加载示意[2]

Fig. 2 Sketch of helicopter rotor blade loading during bird impact test[2]

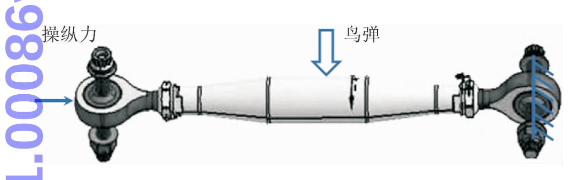


图 3 主桨变距拉杆鸟撞试验加载示意[7]

Fig. 3 Sketch of main rotor pitch control rod loading during bird impact test[7]

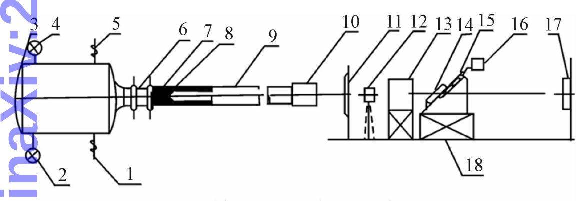


图 4 直升机旋翼桨叶鸟撞试验装置[2]

Fig. 4 Bird impact facility of helicopter rotor blade[2]

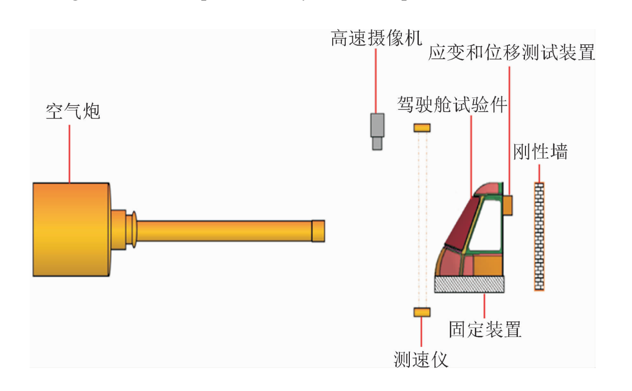


图 5 直升机驾驶舱鸟撞试验装置[8]

Fig. 5 Bird impact facility of helicopter cockpit[8]

1.2 直升机旋翼全尺寸级鸟撞试验

与固定翼飞机相比,直升机的鸟撞研究起步较晚,针对直升机旋翼的鸟撞试验更鲜有报道,目前主要是进行全尺寸级鸟撞试验,通过试验验证的方式表明结构抗鸟撞能力的符合性。直升机旋翼全尺寸级鸟撞试验研究集中于旋翼桨叶及主桨变距拉杆。林长亮等[2]采用离心力作用下的静态鸟撞替代旋转鸟撞的方法进行旋翼桨叶鸟撞试验,测试的位移、撞击载荷和应变结果表明了试验方法的有效性,为直升机旋翼部件的鸟撞试验验证提供依据。潘春蛟等[7]采用真实主桨变距拉杆进行了严酷飞行工况下的鸟撞试验(如图 6 所示),鸟弹重 1.0 kg,鸟撞速度 367 km/h,探究鸟撞后的结构变形及鸟撞损伤的影响;在此基础上,按照适航要求分析了直升机鸟撞至着陆的飞行状态、载荷及频次,制定鸟撞后寿命和强度试验载荷,并开展试验,测试结束后主桨变距拉杆未破坏,表明结构具备鸟撞后损伤容限的能力,满足鸟撞后安全飞行及着陆的要求。



图 6 主桨变距拉杆鸟撞试验[7]

Fig. 6 Bird impact test of main rotor pitch control rod[7]

1.3 材料级和典型结构级鸟撞试验

与航空复合材料结构强度的“积木式”验证体系相似,航空结构鸟撞也通常从材料级、典型结构级和全尺寸级,分层级进行鸟撞测试。一些学者在材料级和典型结构级鸟撞试验方面进行了研究,获得的试验数据为结构抗鸟撞能力分析以及全尺寸级试验验证奠定基础。材料级方面,刘军等[9-10]对厚度为 10 mm 和 14 mm 的 LY12 铝合金和厚度为 4.5 mm 和 8.0 mm 的 45#钢开展鸟撞试验,鸟体质量分别为 1.8 kg 和 3.6 kg,鸟体撞击速度分别为 70 m/s、120 m/s和 170 m/s,试验过程中采集试样的位移、应

变和支反力，试验结果表明：鸟撞是发生在毫秒级的冲击动力学行为，整个撞击过程约 2 ~ 4 ms；平板表面的最大位移与平板厚度比值为 7.9，说明平板大变形引起的几何非线性不可忽略。刘富等[11]采用分离式霍普金斯扭杆（SHTB）进行 2024-T3 铝合金准静态和高应变率拉伸试验，获得了材料在不同应变率下的应力-应变曲线，结果表明 2024-T3 铝合金表现出应变强化效应，高应变率下材料的屈服强度较准静态明显提升。贾林等[12]采用长 228 mm、直径 114 mm 的明胶鸟弹，开展航空 TC4 钛合金板的鸟撞试验，将钛合金板通过均布螺栓固定于工装上，利用两台高速摄影机解析 TC4 钛合金板的三维变形，试验结果表明：1.6 mm 厚的 TC4 钛合金板在 1.8 kg鸟体撞击下的临界破坏速度为 167 m/s，撞击中钛合金材料未破坏，而夹具螺栓发生剪切破坏。

在典型结构级鸟撞试验研究方面，石霄鹏等[13]对典型复合材料夹芯板进行鸟撞试验测试，鸟体由 1.8 kg 活鸡代替，撞击速度 154 m/s，测试结果说明复合材料夹芯板满足适航规章中的鸟撞安全性要求。陈静[14]对 4 种常用复合材料夹层进行不同速度鸟撞试验，发现：在低鸟撞速度下，玻璃布夹层比碳布的抗鸟撞能力强；相同铺层的高温碳布夹层结构较中温碳布的抗鸟撞能力更弱。陈琨等[15]进行了明胶鸟弹撞击复合材料夹芯板的试验，夹芯板铺层方式为［0/45/ − 45/core/0］，鸟弹通过空气炮发射，采用三维散斑测量面板中心点位移，每种工况重复 3 次，试验结果显示复合材料夹芯板出现全局弯曲和局部变形两种失效形式，其中：撞击能量为256 J 和 400 J、夹层为 5 mm 的夹芯板发生全局弯曲变形；撞击能量为 676 J、夹层为 5 mm 的夹芯板以及撞击能量为 400 J、395.5 J 和 423.2 J、夹层为 10 mm 的夹芯板发生局部变形。进一步研究了复合材料夹芯板鸟撞后的损伤形貌，发现夹芯板出现层间分层、脱粘、基体开裂和纤维断裂的损伤形式，损伤程度随撞击速度的增加而增大。

然而，受限于直升机旋翼鸟撞的研究现状，尚未见到直升机旋翼的材料级和典型结构级鸟撞试验相关报道。对此，可以充分借鉴其他航空结构的材料级和典型结构级鸟撞试验研究成果，在此基础上考虑旋翼的材料及尺寸特性，设计一定的试验进行对比和补充，以获得系统的鸟撞试验数据，构建针对国内直升机旋翼的鸟撞试验体系。

2　鸟体模型及鸟撞损伤失效模型表征方法研究

2.1　鸟体模型表征方法及在直升机旋翼鸟撞中的适用性分析

鸟撞研究的难点之一在于鸟体模型的表征，一些学者对鸟体的几何模型和材料模型表征方法开展研究。鸟体的几何模型表征方面，目前尚无标准的鸟体几何形状，通常选取圆柱体、带半球末端圆柱体、椭球和球体（如图 7 所示）以反映真实鸟体躯干的主要形状[16]。张大海等[17]建立了真实帆背潜鸭的鸟体几何模型，模型由椭球状躯干、细长颈、翅膀、头部及附属结构组成（如图 8 所示），长为 290 mm、翼展为 450 mm、质量为 1.5 kg，分析真实鸟体从头、尾、翼和腹部的不同方向撞击，并与带半球末端圆柱体和椭球形状鸟体撞击进行比较，发现：真实鸟体从尾部撞击与带半球末端圆柱体的分析结果较为吻合，而腹部撞击与椭球较为吻合；腹部撞击的持续时间最短，危害最大。林长亮等[2]采用圆柱体模型表征鸟体几何形状，模型质量为 1.0 kg。Abdul 等[18]采用 4 种常用形状（圆柱体、带半球末端圆柱体、椭球和球体）的鸟体几何模型进行鸟撞仿真，各鸟体几何模型的长径比均为 2∶1，质量为 1.8 kg，分析表明带半球末端圆柱体鸟体的鸟撞仿真结果最接近试验结果。较多的文献采用带半球末端圆柱体模型表征鸟体形状[19-21]，分析结果与试验数据吻合良好，验证了模型的有效性。

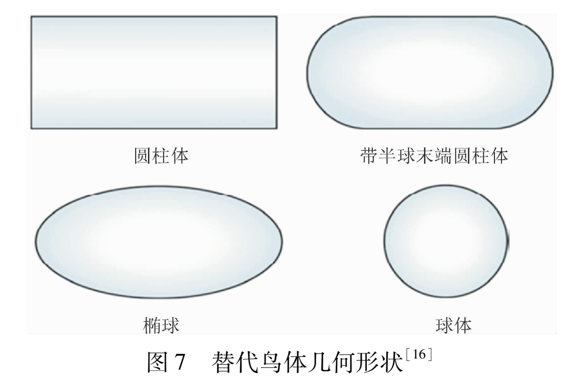


图 7　替代鸟体几何形状[16]

Fig. 7　Different geometries of substitute bird impactor[16]

鸟体由非均质材料组成，包含羽毛、肌肉和骨骼等，水分含量很高[22]。在鸟体的材料模型表征方法方面，林长亮等[2]发现鸟撞过程中鸟体迅速减速产生的应力远大于其屈服强度，鸟体呈现流体特性，采

用理想流体模型表征鸟体,密度为 930 kg/m^3,模量为 2 200 MPa,计算的鸟撞铝板位移时间历程与试验吻合良好,验证了鸟体材料模型的有效性。张大海等[17]研究表明当撞击速度大于 100 m/s 时,鸟体力学特性的不均匀性和不相似性可以忽略,鸟体可视为均匀流体撞击靶体,可采用弹塑性本构及流体本构的近似方法进行分析。Hu 等[8]和陈召涛等[23]采用弹塑性水动力模型表征鸟体材料,在 86.1 m/s 冲击速度下的有效应力可表示为

$$\sigma_y = \sigma_0 + E_h \cdot \bar{\varepsilon}_p \tag{1}$$

式中:σ_y和 σ_0分别为有效应力和初始屈服应力;E_h和$\bar{\varepsilon}_p$ 分别为塑性硬化模量和有效塑性应变。

刘军等[9-10]发现当撞击速度较低(约 70 m/s)时,鸟体碎成块状,存在大块骨头和肉块,鸟体材料应采用带失效模式的弹塑性模型进行表征;当撞击速度约为 120 m/s 时,撞击后鸟体碎片很小,鸟体材料应采用介于固体和流体的混合模型进行表征;当撞击速度较高(约 170 m/s)时,鸟体碎成细小骨头和肉沫,表现出流体特征,应采用流体状态模型表征鸟体材料。

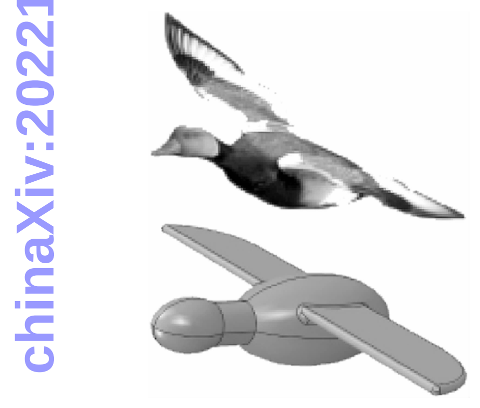


图 8 帆背潜鸭鸟体几何模型[17]

Fig. 8 Geometric model of canvas back[17]

为获取鸟体的模型参数,通常采用试凑或试验测试,试凑法的计算效率低,准确性较差;而试验测试虽然准确性较高,但测试成本高、周期长。为此,近年来逐渐发展出基于参数识别的鸟体模型参数优化反演方法,与试凑和试验的方法相比,具有较高的计算效率和精度。王富生等[24]通过优化方法实现鸟体材料模型参数的自动反演,优化目标为结构位移、应变响应及撞击力计算结果与试验的相对误差平方和最小,该方法的准确性和可靠性通过鸟撞铝板试验进行了验证。刘军等[25]借助 iSIGHT 软件发展了鸟体模型参数的优化反演方法,并通过鸟撞平板试验验证了方法的有效性,采用该方法反演了 3 种鸟体的材料模型参数,获得了适用于不同撞击速度的鸟体模型。白金泽等[26]基于神经网络方法构造了小波动态延时反馈模型,可高精度地反演鸟撞过程中的载荷-时间历程,进一步经过适当训练,能反演获得鸟撞的模型参数,优化计算效率高,抗干扰能力强。

在上述研究的基础上,结合直升机旋翼特点,对鸟体模型表征方法在直升机旋翼鸟撞中的适用性进行分析。研究表明,图 7 的 4 种鸟体几何模型中带半球末端圆柱体模型应用最广泛,这是由于带半球末端圆柱体的鸟体几何模型简单有效,且具有良好的预测精度,因此,在直升机旋翼鸟撞分析中,也可优先采用带半球末端圆柱体模型对鸟体形状进行表征。为了确定直升机旋翼鸟撞中鸟体的材料模型,需要考虑直升机的飞行速度及旋翼部件的转动速度,以获得旋翼不同部件发生鸟撞时高速转动引起的相对速度。依据直升机的一般限制,直升机服役下的不可超越速度约为 90 m/s;以典型旋翼结构为例,主桨变距拉杆的转动速度约 12 m/s,主桨叶中段及尖端的转动速度超过 200 m/s,而尾桨结构的转动速度则更高[3]。从而,对于主桨变距拉杆,发生鸟撞的相对速度约为 102 m/s,按照文献[9-10,17]的研究结果,应采用弹塑性模型表征鸟体材料;而对于主桨叶和尾桨结构,鸟撞的相对速度超过 290 m/s,应采用流体状态模型表征鸟体材料。

2.2 鸟撞损伤失效模型表征方法及在直升机旋翼中的适用性分析

鸟撞理论研究的另一部分重要内容是对于鸟撞损伤失效模型的研究,按照承受鸟撞的结构材料划分,可分为金属和复合材料结构的鸟撞损伤失效模型表征方法。对于金属结构,常采用 Johnson-Cook 模型表征鸟撞过程中的损伤行为,刘富等[11]采用 Johnson-Cook 模型表征 2024-T3 铝合金材料的硬化效应和应变率强化效应,该模型未能考虑金属鸟撞中的温度软化效应,后续可借助高速拉伸试验机测试中等应变率下的应力-应变曲线,进一步完善表征模型。陈召涛等[23]采用 Johnson-Cook 模型表征飞机翼面前梁铝合金材料的鸟撞损伤行为,模型能反映高应变率、大应变下金属材料的力学行为,另外还根据试验测试及设计经验总结出鸟撞穿透速度的表示方法为

$$V_p = 56.7 \times \delta \cdot M^{-\frac{1}{3}} \cdot (\sin\theta)^{-\frac{2}{3}} \cdot e^{\frac{850}{r^2 + 30r + 1000}} \tag{2}$$

式中：V_P 为鸟撞穿透速度，单位 m/s；θ 为入射角；r 和 δ 分别为前缘半径和蒙皮厚度，单位 mm；M 为鸟体质量，单位 kg，以此作为铝合金翼面前梁遭受鸟撞的穿透失效判据。

对于复合材料结构，常用的鸟撞损伤失效表征模型有 Tsai-Hill、Tsai-Wu 和 Hashin 模型，一些学者在这方面进行了研究。Hu 等[8]采用 Tsai-Hill 失效模型表征 G827/5224 和 G803/5224 复合材料的鸟撞失效行为，Tsai-Hill 模型为

$$I_F = \frac{\sigma_{11}^2}{X^2} - \frac{\sigma_{11}\sigma_{22}}{X^2} + \frac{\sigma_{22}^2}{Y^2} + \frac{\sigma_{12}^2}{S^2} < 1 \qquad (3)$$

式中：σ_{11}、σ_{22} 和 σ_{12} 分别为单层复合材料的纵向应力、横向应力及剪切应力；X、Y 和 S 分别为单层复合材料的纵向强度、横向强度及剪切强度。

塑性功表示结构发生局部失稳后能继续承载的能力，王影等[6]研究发现塑性功是鸟撞中结构破坏的影响因素，考虑该因素，在 Tsai-Wu 失效模型中引入塑性修正，即

$$F = F_1\sigma_{11} + F_2\sigma_{22} + F_{11}\sigma_{11}^2 + F_{22}\sigma_{22}^2 + F_{44}\sigma_{12}^2 + 2F_{12}\sigma_{11}\sigma_{22} \leqslant (1 + b \cdot W_s^n) \cdot \left(1 + c \cdot \ln\frac{\dot{\varepsilon}}{\dot{\varepsilon}_0}\right) \qquad (4)$$

式中：F_1、F_2、F_{11}、F_{22}、F_{44} 和 F_{12} 为材料特性参数；$W_s = W_p / W_{ref}^P$，W_p 和 W_{ref}^P 分别为材料塑性功及参考塑性功；$\dot{\varepsilon}$ 和 $\dot{\varepsilon}_0$ 分别为应变率和参考应变率；b、n 和 c 分别为塑性功硬化系数、硬化指数以及应变率系数，根据式(4)计算的复合材料结构最大变形及破坏位置与试验吻合良好。

杜龙[22]和 Kim 等[27-28]采用 Hashin 失效模型表征复合材料结构鸟撞失效，模型表示为

$$\begin{cases} \left(\dfrac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \left(\dfrac{\sigma_{12}}{S_L}\right)^2 = 1 & \sigma_{22} \geqslant 0 \\ \left(\dfrac{\sigma_{22}}{2S_T}\right)^2 + \left[\left(\dfrac{Y_C}{2S_T}\right)^2 - 1\right]\dfrac{\sigma_{22}}{Y_C} + \left(\dfrac{\sigma_{12}}{S_L}\right)^2 = 1 & \sigma_{22} < 0 \\ \left(\dfrac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \alpha\left(\dfrac{\sigma_{12}}{S_L}\right)^2 = 1 & \sigma_{11} \geqslant 0 \\ \left(\dfrac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 = 1 & \sigma_{11} < 0 \end{cases} \qquad (5)$$

式中：X_T 和 X_C 分别为单层板的纵向拉伸和压缩强度；Y_T 和 Y_C 分别为横向拉伸和压缩强度；S_L 和 S_T 分别为纵向和横向剪切强度；α 为拉剪耦合系数，此处取值为 1，模型能表征各向异性复合材料鸟撞中不同的失效模式，其有效性通过试验结果进行了验证。

针对直升机旋翼，同样按照金属和复合材料划分，分析旋翼结构鸟撞中适用的损伤失效模型。直升机旋翼常用的金属材料包括钛合金、合金钢以及高强铝合金等，根据上述研究结果，可采用目前常用的 Johnson-Cook 模型对鸟撞损伤进行表征。复合材料方面，文献[6,8,22,27-28]的研究表明，Tsai-Hill 和 Tsai-Wu 失效模型的鸟撞损伤分析结果具有较好的预测精度，但难以表征各向异性复合材料鸟撞中不同的失效模式，且 Tsai-Wu 失效模型的待定参数多，限制了实际应用；而 Hashin 失效模型考虑了复合材料的基体拉伸、基体压缩、纤维拉伸和纤维压缩等失效模式，应用广泛且待定参数简单。因此，对于直升机旋翼常用的碳纤维和玻璃纤维增强单向带及编织复合材料，采用 Hashin 失效模型对其鸟撞过程中的损伤行为进行表征更为适合。

3　直升机旋翼鸟撞数值模拟研究

3.1　直升机旋翼鸟撞数值模拟方法

由于鸟撞试验成本高昂且试验装置复杂，试验结合数值模拟已成为鸟撞研究的主要方式。广泛应用于鸟撞数值模拟的分析工具主要有 ABAQUS、MSC. DYTRAN 和 ANSYS/LS-DYNA 等商业软件，软件具有丰富的材料模型、单元类型及数值计算方法，接触分析能力也较为强大。

研究表明，鸟撞数值模拟的常用方法包括光滑粒子流体动力学(SPH)法、拉格朗日(Lagrange)法、欧拉(Eular)法以及拉格朗日-欧拉(ALE)耦合法[29]。SPH 法鸟撞数值模拟中鸟体无需划分网格单元，而以一定质量和半径的离散粒子群替代，粒子间的相互作用与粒子光滑长度及计算核函数相关，但 SPH 法对离散粒子的密度及均匀性要求高，边界条件的定义较为困难，并且当粒子穿透边界时计算精度降低[30]。Lagrange 法的主要优点在于能较精确地描述结构边界运动，但在处理鸟撞大变形问题时，由于算法本身限制，会出现严重的网格畸变。采用 Euler 法可以解决网格畸变问题，使用 Euler 单元划分的网格在数值模拟中始终保持其初始节点位置不变，而材料在单元内流动，可以模拟鸟体严重变形，但描述边界接触欠佳。近年来发展的 ALE 耦合法将拉格朗日和欧拉算法相结合，材料在欧拉网格中移动的同时欧拉网格节点也在运动，从而欧拉网

格的位置和形状不断调整,ALE 耦合法能同时处理网格畸变和接触滑移的复杂问题[4,21],在鸟撞接触大变形的数值模拟方面具有较大优势。

为验证 ALE 耦合法在鸟撞数值模拟中的优势,Riccio 等[31]分别采用 Lagrange、SPH 和 ALE 耦合法进行鸟撞数值模拟,在相同的鸟体质量、鸟撞速度及边界条件下进行比较,结果表明:ALE 耦合法的计算精度最高,这是由于 ALE 耦合法消除了 Lagrange 法的网格畸变,兼具 Eular 和 Lagrange 方法的优势,并且较 SPH 方法对于鸟撞接触的模拟更为准确。针对直升机旋翼的鸟撞数值模拟方法,温海涛等[32]采用 ALE 耦合法建立了直升机主桨叶的鸟撞数值模型(如图 9 所示),模型在拉格朗日网格表面定义一层耦合面,以传递欧拉与拉格朗日网格间的相互作用力,耦合面同时可作为欧拉网格的流场边界而在计算中产生变形。可见,由于 ALE 耦合法在鸟撞数值模拟中的理论优势,该方法已成为直升机旋翼鸟撞模拟的常用方法。

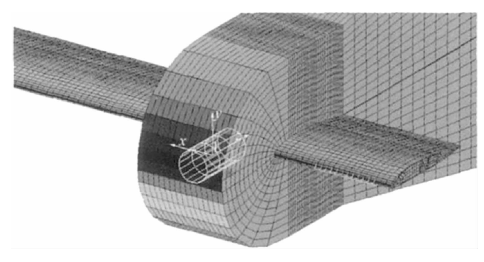


图 9 直升机旋翼桨叶鸟撞数值模拟[32]

Fig. 9 Numerical simulations of bird impact on helicopter rotor blade[32]

3.2 直升机旋翼鸟撞模拟及鸟撞后安全性分析

基于 ALE 等鸟撞数值模拟方法,国内外一些学者对直升机旋翼的鸟撞过程及动态响应进行模拟分析。某直升机旋翼由桨叶和星型柔性桨毂组成,系统在摆振方向上有阻尼,在挥舞方向上有柔性,温海涛等[32]根据该结构特点将旋翼等效为在铰接处有弹性约束的铰接式结构,采用弹簧元模拟桨叶的边界条件,取挥舞方向的弹性系数为 241 375 Nm/rad、摆振方向弹性系数为 602 409 Nm/rad,采用 ALE 耦合法模拟桨叶鸟撞,计算表明:鸟撞中最大应力为 199 MPa,小于结构屈服极限;桨叶根部的 C 形大梁承受了主要的鸟撞载荷,从而提高桨叶的鸟撞安全性。林长亮等[2]在直升机桨叶模型上施加预应力场以模拟桨叶旋转中承受的离心力,并采用 ALE 耦合法进行桨叶鸟撞模拟,计算鸟体以 198 m/s 速度水平撞击桨叶尖段前缘过程,位移、撞击力及应变计算结果与试验一致性良好,说明了桨叶数值模拟方法的有效性,为直升机旋翼动部件鸟撞分析提供帮助。Naik 和 Kumar[16]基于瞬态显式非线性有限元方法模拟直升机主桨叶根部在高速鸟撞下的损伤行为,发现:主桨叶根部的损伤破坏取决于鸟体大小、叶片尺寸及撞击位置等,直升机桨叶旋转与鸟体的相对速度也是影响撞击损伤的重要因素。林长亮等[33]根据哈密顿原理对桨叶单元进行离散,考虑动能、应变能、空气动力及撞击载荷产生的虚功,获得广义力形式的桨叶非线性动力学隐式微分方程为

$$Q_i^E(q)+Q_i^T(q,\dot{q},\ddot{q},t)+Q_i^A(q,\dot{q},t)+Q_i^P(q,t)=0 \tag{6}$$

式中:T 和 E 分别为系统动能和应变能;A 为气动力;P 为撞击载荷引起的广义力,在此基础上根据 ALE 耦合法模拟计算直升机桨叶鸟撞动态响应,与试验相比,计算的桨叶尖端最大位移相对偏差为 5%,最大应变相对偏差为 7%。Rayavarapu[34]基于瞬态显式非线性方法分析了直升机主桨叶根部段在高速鸟撞冲击载荷下的动态响应,结果表明该桨叶根部段具有抵抗 1.0 kg 鸟体撞击的能力。可以看到,目前对于直升机旋翼的鸟撞模拟尚未考虑实际工作状态下挥舞、摆振和扭转的复合运动;而关于旋翼系统鸟撞后动特性的相关研究较少,鸟体撞击对旋翼桨叶、桨毂及操纵载荷的影响尚不清楚,是后续直升机旋翼抗鸟撞技术发展需要攻克的重要问题。

适航规章和国家军用标准中要求直升机旋翼鸟撞后能继续安全飞行并着陆,目前关于鸟撞后安全性分析方法的研究报道较少,主要是在鸟撞模拟结果的基础上对鸟撞后剩余强度进行了评估。刁斌[35]和陈康[36]基于鸟撞模拟分析结果,计算了结构的剩余强度系数 η,即

$$\eta=\frac{\sigma_b}{\sigma} \tag{7}$$

式中:σ_b为结构强度极限;σ 为鸟撞后返航飞行载荷作用下结构的最大应力,评估的剩余强度系数满足强度规范要求,说明结构鸟撞后具有足够的安全裕度。然而剩余强度分析仅能说明直升机旋翼遭受鸟撞后能够满足在大速度平飞、突风和转弯等大载荷工况下不发生变形和破坏,不能说明结构具备鸟撞后继续安全返航的能力。为此,目前采用试验测试的方法加以验证,制定鸟撞后飞行载荷谱开展剩余寿命试验,考核旋翼结构鸟撞后的损伤容限能力[7]。

但上述试验考核的方法测试成本高、周期长，并且当旋翼飞行载荷谱更新时，测试结果不再有效，具有一定的局限性[37-38]。而关于直升机旋翼鸟撞后损伤容限分析方法的相关研究未见报道，需要进一步探索。

4　直升机旋翼抗鸟撞优化设计及鸟撞预防策略研究

鸟撞研究的主要目的在于提高结构的抗鸟撞能力。结构优化设计是提高抗鸟撞能力的有效途径，通过优化设计，尽可能地耗散鸟撞动能，减少鸟体与结构间的能量传递，同时通过结构变形更好地吸收传递的能量，以达到抵抗鸟撞的目的[1]。结构优化设计的方法已在固定翼飞机和直升机机体结构的抗鸟撞分析中进行了应用，任冀宾等[39]对机翼前缘进行抗鸟撞优化设计，发现鸟撞中具有前墙的机翼前缘结构的变形吸能效率提高，结构的抗鸟撞性能优于带三角板的机翼前缘；结构抗鸟撞性能优化的同时实现减重 30 %。Hu 等[8]数值模拟了直升机驾驶舱的鸟撞过程，发现鸟撞中结构顶部区域刚度较弱，基于分析结果，在驾驶舱顶部增加了 1 mm 厚的薄壁框架以提高局部刚度，结构优化后驾驶舱在鸟撞中的整体变形明显降低，抗鸟撞性能提高。针对直升机旋翼的抗鸟撞优化设计，温海涛等[32]在直升机桨叶前缘增加不锈钢包铁以更好地抵抗鸟体撞击载荷，优化的桨叶结构减小了鸟撞冲击对桨叶的损伤。除增加桨叶前缘包铁以抵抗鸟撞外，还可以对碳纤维和玻璃纤维增强复合材料的铺层方式进行合理优化，以提高直升机旋翼的抗鸟撞能力。

此外，还应采取预防策略以尽可能避免直升机旋翼发生鸟撞，直升机鸟撞事故的预防主要在于机场的驱鸟。研究表明约 1/3 的直升机鸟撞出现在爬升阶段，这说明控制机场环境中鸟群的危害能有效地降低直升机发生鸟撞的风险[40]。为此，人们采取了多种策略驱逐机场附近的鸟群，人工控制机场自然环境是机场驱鸟的常用策略，包括断绝鸟类食物和水源，以及控制草坪的高度等，以有效减少鸟类数量；也可以采取恫吓驱鸟的策略，包括声光、播音和猛禽恫吓，以及在机身喷涂驱鸟的图案等[41-42]。另一方面，通过研究鸟群的迁徙时间和路径，设计航线避免与鸟群发生冲突，也可有效减少直升机旋翼鸟撞的发生[1,42]。

5　总结与展望

本研究从试验测试、模型表征和数值模拟等方面对直升机旋翼鸟撞研究进行综述，并总结了目前抗鸟撞优化及鸟撞预防策略，上述研究成果为直升机旋翼的鸟撞试验、鸟撞后安全性评估以及结构优化等奠定基础。然而，与固定翼飞机相比，直升机旋翼的鸟撞研究起步较晚，且更为复杂，目前关于旋翼鸟撞的试验设计、鸟撞后载荷以及损伤容限的分析方法尚不成熟，后续可进一步从以下 4 个方面展开研究。

5.1　直升机旋翼鸟撞试验方法完善及试验体系的建立

目前常把桨叶鸟撞位置离心力作为集中载荷施加于桨叶尖端进行鸟撞试验，然而桨叶实际工作状态下存在挥舞、摆振和扭转的复合运动，边界条件复杂，如何在鸟撞试验中施加周期性转动下的升力、挥舞、摆振和扭转弯矩，有待进一步完善；旋翼部件鸟撞试验中鸟体撞击位置的选取、撞击的角度也需更为深入的研究。除直升机旋翼全尺寸级鸟撞试验外，需结合具体的旋翼材料及尺寸，设计一定的材料级和典型结构级鸟撞试验，建立针对国内直升机旋翼的鸟撞试验体系。

5.2　直升机旋翼鸟撞试验和分析中鸟体的标准化

使用人工鸟体替代真实鸟体已成为鸟撞试验的发展趋势，然而，目前直升机旋翼鸟撞试验中的人工鸟体尚无统一标准，鸟撞分析中的鸟体模型表征方法也没有明确规定，因此，开展鸟撞试验和分析中鸟体的标准化研究，是直升机旋翼抗鸟撞技术发展的需要。

5.3　直升机旋翼鸟撞后动特性及载荷分析方法

鸟体撞击直升机旋翼会对旋翼系统的动特性和载荷造成影响，然而目前相关的研究内容较少，后续需要开展鸟体撞击后旋翼系统的共振特性和气弹稳定性分析，对比鸟撞前后旋翼挥舞、摆振和扭转的模态变化，评估鸟体撞击对直升机旋翼桨叶、桨毂及操纵载荷的影响，并设计试验进行验证，以保障直升机鸟撞后的飞行安全。

5.4　直升机旋翼鸟撞后损伤容限分析方法

为满足适航规章和国家军用标准中直升机旋翼

鸟撞后安全飞行并着陆的要求,目前常采用试验测试的方法进行验证,而对于直升机旋翼鸟撞后损伤容限的分析相对欠缺。为进一步节约研制成本、优化研制周期,需要发展有效的直升机旋翼鸟撞后损伤容限分析方法,为鸟撞符合性说明提供技术支持。

相信通过理论与实践相结合的方法,对于直升机旋翼鸟撞的认识和理解将越来越深刻,从而有效减少直升机服役中鸟撞事故的发生,降低鸟撞引起的人员伤亡及经济损失。

参考文献:

[1] 李玉龙,石霄鹏. 民用飞机鸟撞研究现状[J]. 航空学报,2012,33(2):189-198.
LI Yulong,SHI Xiaopeng. Investigation of the present status of research on bird impacting on commercial airplanes[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica,2012,33(2):189-198 (in Chinese).

[2] 林长亮,王浩文,陈仁良. 直升机桨叶鸟撞试验方法的数值模拟[J]. 振动工程学报,2012,25(6):667-673.
LIN Changliang,WANG Haowen,CHEN Renliang. Numerical simulation of bird impact on helicopter blade[J]. Journal of vibration engineering,2012,25(6):667-673 (in Chinese).

[3] 路录祥,熊伟,徐凯川,等. 直升机结构与设计[M]. 北京:航空工业出版社,2009:8,119.

[4] 李满福,程锦涛,王清龙. 国外旋翼桨毂构型技术综述[J]. 直升机技术,2010,165(4):64-70.
LI Manfu,CHENG Jintao,WANG Qinglong. Overview of rotor hub configuration technology abroad[J]. Helicopter technique,2010,165(4):64-70 (in Chinese).

[5] 黄文俊,李满福. 直升机旋翼设计技术应用现状及发展综述[J]. 航空制造技术,2011,17:32-35.
HUANG Wenjun,LI Manfu. Application and development of rotor design technology for helicopter[J]. Aeronautical manufacturing technology,2011,17:32-35 (in Chinese).

[6] 王影,吕乐丰,田中强. 鸟撞蜂窝夹层结构失效模型参数方法研究[J]. 直升机技术,2017,193(3):6-9.
WANG Ying,LÜ Lefeng,TIAN Zhongqiang. Bird strike honeycomb sandwich structure failure model of method parameter research[J]. Helicopter technique,2017,193(3):6-9 (in Chinese).

[7] 潘春蛟,顾文标,邹静,等. 直升机主桨变距拉杆鸟撞验证技术[J]. 直升机技术,2017,193(3):14-19.
PAN Chunjiao,GU Wenbiao,ZOU Jing,et al. The verification technology of helicopter main rotor pitch control rod damaged by bird strike[J]. Helicopter technique,2017,193(3):14-19 (in Chinese).

[8] HU D Y,SONG B,WANG D F,et al. Experiment and numerical simulation of a full-scale helicopter composite cockpit structure subject to a bird strike[J]. Composite structures,2016,149:385-397.

[9] 刘军,李玉龙,郭伟国,等. 鸟体本构模型参数反演 I:鸟撞平板试验研究[J]. 航空学报,2011,32(5):802-811.
LIU Jun,LI Yulong,GUO Weiguo,et al. Parameters inversion on bird constitutive model part I:Study on experiment of bird striking on plate[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica,2011,32(5):802-811 (in Chinese).

[10] 刘军,李玉龙,郭伟国,等. 鸟撞 45#钢平板动响应试验研究[J]. 振动与冲击,2013,32(4):15-20.
LIU Jun,LI Yulong,GUO Weiguo,et al. Tests for bird striking on a plate made of 45# steel[J]. Journal of vibration and shock,2013,32(4):15-20 (in Chinese).

[11] 刘富,张嘉振,童明波,等. 2024-T3 铝合金动力学实验及其平板鸟撞动态响应分析[J]. 振动与冲击,2014,33(4):113-118.
LIU Fu,ZHANG Jiazheng,TONG Mingbo,et al. Dynamic tests and bird impact dynamic response analysis for a 2024-T3 aluminum alloy plate[J]. Journal of vibration and shock,2014,33(4):113-118 (in Chinese).

[12] 贾林,李从富,邹学韬,等. 鸟撞冲击下 TC4 钛合金平板的变形和破坏[J]. 高压物理学报,2020,34(4):57-66.
JIA Lin,LI Congfu,ZOU Xuetao,et al. Deformation and destruction of TC4 titanium alloy plate under the bird impact[J]. Chinese journal of high pressure physics,2020,34(4):57-66 (in Chinese).

[13] 石霄鹏,李玉龙,刘军,等. 某夹芯结构抗鸟撞分析与设计[J]. 航空学报,2012,33(1):68-76.
SHI Xiaopeng,LI Yulong,LIU Jun,et al. Analysis and design for a bird-strike resistance sandwich structure[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica,2012,33(1):68-76 (in Chinese).

[14] 陈静. 典型蜂窝夹层结构的抗鸟撞试验特性研究[J]. 中国科技信息,2018,16:88-90.
CHEN Jing. Research on bird impact resistance of typical honeycomb sandwich structure[J]. China science and technology information,2018,16:88-90 (in Chinese).

[15] 陈琨,解江,裴惠,等. 明胶鸟弹撞击复合材料蜂窝夹芯板试验[J]. 复合材料学报,2020,37(2):8.
CHEN Kun,XIE Jiang,PEI Hui,et al. Experiment of composite honeycomb sandwich panels subjected to gelatin bird impact[J]. Acta materiae compositae Sinica,2020,37(2):8 (in Chinese).

[16] NAIK D C,KUMAR R V. Helicopter main rotor blade root end under high velocity bird impact[J]. Materials today:Proceedings,2018,5:4653-4668.

[17] 张大海,费庆国,刘宏月. 基于真实形状鸟体的撞击方向对鸟撞分析影响研究[J]. 振动与冲击,2015,34(22):103-108.
ZHANG Dahai,FEI Qingguo,LIU Hongyue. Effects of bird's striking orientation on bird impact analysis based on a realistic bird model[J]. Journal of vibration and shock,2015,34(22):103-108 (in Chinese).

[18] ABDUL K,VIJAYA K,RANGA J. SPH high velocity impact analysis-influence of bird shape on rigid flat plate[J]. Materials today:Proceedings,2017,4:2564-2572.

[19] 田中强,树德军,常成,等. 直升机风挡及附属结构抗鸟撞性能分析[J]. 直升机技术,2009,4:31-35.
TIAN Zhongqiang,SHU Dejun,CHANG Cheng,et al. The bird strike analysis of helicopter windshield and accessory structure[J].

Helicopter technique,2009,4:31-35 (in Chinese).

[20] 王富生,张钧然,郑涵天,等.复合材料加筋壁板鸟撞动响应分析[J].振动与冲击,2013,32(4):6-10.
WANG Fusheng,ZHANG Junran,ZHENG Hantian,et al. Dynamic response of a composite reinforced panel to bird strike[J]. Journal of vibration and shock,2013,32(4):6-10 (in Chinese).

[21] 徐建新,袁家俊,邓云飞.2024航空铝合金固支靶板分层数抗鸟撞性能研究[J].系统仿真学报,2018,30(10):3914-3922.
XU Jianxin,YUAN Jiajun,DENG Yunfei. Research on impact performance of layer-number of 2024 aerospace aluminum alloy immobilized target against bird strike[J]. Journal of system simulation,2018,30(10):3914-3922 (in Chinese).

[22] 杜龙.基于欧拉-拉格朗日方法的复合材料机翼前缘鸟撞模拟[J].振动与冲击,2012,31(7):137-141.
DU Long. Finite element analysis of bird striking on a composite wing leading edge based on eulerian-lagrangian method[J]. Journal of vibration and shock,2012,31(7):137-141 (in Chinese).

[23] 陈召涛,洪剑锋,马敬志.基于翼面前缘迎角与后掠角的鸟撞穿透速度研究[J].飞机设计,2019,39(3):18-22.
CHEN Zhaotao,HONG Jianfeng,MA Jingzhi. Study on the penetration speed of birdstrike based on angle of attack and swept-back angle of front edge of wing[J]. Aircraft design,2019,39(3):18-22 (in Chinese).

[24] 王富生,李立州,王新军,等.鸟体材料参数的一种反演方法[J].航空学报,2007,28(2):344-347.
WANG Fusheng,LI Lizhou,WANG Xinjun,et al. A method to identify bird's material parameters[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica,2007,28(2):344-347 (in Chinese).

[25] 刘军,李玉龙,石霄鹏,等.鸟体本构模型参数反演Ⅱ:模型参数反演研究[J].航空学报,2011,32(5):812-821.
LIU Jun,LI Yulong,SHI Xiaopeng,et al. Parameters inversion on bird constitutive model part Ⅱ:Study on model parameters inversion[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica,2011,32(5):812-821 (in Chinese).

[26] 白金泽,孙秦.基于神经网络方法的鸟撞飞机风挡冲击载荷反演[J].固体力学学报,2005,26(1):77-82.
BAI Jinze,SUN Qin. Neural-network based bird strike loadings inverse to aircraft windshield[J]. Acta mechanica solida Sinica,2005,26(1):77-82 (in Chinese).

[27] KIM D H,KIM S W. Evaluation of bird strike-induced damages of helicopter composite fuel tank assembly based on fluid-structure interaction analysis[J]. Composite structures,2019,210:676-686.

[28] KIM D H,KIM S W. Numerical investigation of impact-induced damage of auxiliary composite fuel tanks on Korean Utility Helicopter[J]. Composites part B:Engineering,2019,165:301-311.

[29] 袁家俊.2024铝合金薄板叠层顺序对鸟撞的动态响应[J].机械强度,2018,40(3):739-744.
YUAN Jiajun. Dynamic response of the layering order of 2024 aluminum alloy thin plates against the bird strike[J]. Journal of mechanical strength,2018,40(3):739-744 (in Chinese).

[30] 张永康,李玉龙.鸟体力学模型仿真研究[J].计算机仿真,2011,28(9):67-70.
ZHANG Yongkang,LI Yulong. Numerical study on bird mechanical model[J]. Computer simulation,2011,28(9):67-70 (in Chinese).

[31] RICCIO A,CRISTIANO R,SAPUTO S,et al. Numerical methodologies for simulating bird-strike on composite wings[J]. Composite structures,2018,202:590-602.

[32] 温海涛,关玉璞,高德平,等.直升机主桨叶的鸟撞有限元数值模拟[J].航空动力学报,2009,24(5):1150-1157.
WEN Haitao,GUAN Yupu,GAO Deping,et al. Numerical simulations of bird impact on helicopter rotor blades[J]. Journal of aerospace power,2009,24(5):1150-1157 (in Chinese).

[33] 林长亮,王益锋,王浩文,等.直升机旋翼桨叶鸟撞动态响应计算[J].振动与冲击,2013,32(10):62-68.
LIN Changliang,WANG Yifeng,WANG Haowen,et al. Computation of dynamic response of helicopter blade under bird impact[J]. Journal of vibration and shock,2013,32(10):62-68 (in Chinese).

[34] RAYAVARAPU V K. State-of-the-art finite element model-ing of rotorcraft main rotor blade for bird strike damage analysis[J]. Journal of failure analysis and prevention,2018,18:1369-1378.

[35] 刁斌.飞机风挡鸟撞有限元模拟及撞击影响分析[D].南京:南京航空航天大学,2016.

[36] 陈康.民用飞机尾翼鸟撞试验有限元仿真及安全性评估[D].南京:南京航空航天大学,2017.

[37] 赵玺,路国运,彭晓兵,等.基于损伤力学的复杂航空构件疲劳寿命预估[J].应用力学学报,2020,37(3):1007-1012.
ZHAO Xi,LU Guoyun,PENG Xiaobing,et al. Fatigue life prediction of complex aeronautical componentsbased on damage mechanics[J]. Chinese journal of applied mechanics,2020,37(3):1007-1012 (in Chinese).

[38] 黄文俊,程小全,赵军.直升机旋翼复合材料结构损伤容限设计中的问题[J].应用力学学报,2014,31(1):67-72.
HUANG Wenjun,CHENG Xiaoquan,ZHAO Jun. Some problems in damage tolerance design of helicopter rotorcomposite structures[J]. Chinese journal of applied mechanics,2014,31(1):67-72 (in Chinese).

[39] 任冀宾,王斌,王振,等.某型飞机机翼前缘抗鸟撞结构设计与试验验证[J].爆炸与冲击,2019,39(2):133-141.
REN Jibin,WANG Bin,WANG Zhen,et al. Design and experimental verification of a wing leading edge structure[J]. Explosion and shock waves,2019,39(2):133-141 (in Chinese).

[40] WASHBURN B E,CISAR P J,DEVAULT T L. Wildlife strikes to civil helicopters in the US,1990-2011[J]. Transportation research Part D:transport & environment,2013,24:83-88.

[41] 李其颖.鸟撞飞机的一般规律和防撞措施[J].航空学报,1988,9(8):383-386.
LI Qiying. The general rule of bird's colliding against aeroplanes and anticollision measures[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica,1988,9(8):383-386 (in Chinese).

[42] 李玉龙,孙秦,等.民用固定翼飞机抗鸟撞设计、分析验证技术指南[M].西安:西北工业大学出版社,2016:16-17.

（编辑　黄崇亚　史淑英）